

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖУЩИМИСЯ ОБЪЕКТАМИ

УДК 531.3:681.5.01

УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЛАБОРАТОРНОГО МОДУЛЯ С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

© 2023 г. А. В. Сумароков^{a,b,*}

^a ПАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени С.П. Королёва”, Королёв, МО, Россия

^b ФГАОУВО “Московский физико-технический институт (национальный исследовательский ун-т)”,
Долгопрудный, МО, Россия

*e-mail: anton.sumarokov@rsce.ru

Поступила в редакцию 23.08.2022 г.

После доработки 13.10.2022 г.

Принята к публикации 05.12.2022 г.

Рассматривается управление движением Многоцелевого лабораторного модуля “Наука” в ходе его полета к Международной космической станции. Для маневрирования и угловой стабилизации в качестве исполнительных органов применяется двигательная установка. В целях обеспечения одновременного управления перемещениями центра масс космического аппарата и его стабилизацией с помощью двигателей в каждый момент времени приходится решать задачи определения требуемого изменения скорости космического аппарата, выбора оптимальной конфигурации двигателей и задачу прогнозирования параметров движения космического аппарата. Приводятся методы решения этих задач, примененные при разработке системы управления Многоцелевого лабораторного модуля. Работоспособность описанных алгоритмов подтверждается результатами математического моделирования на наземном стенде отработки бортового программного обеспечения и в ходе летно-конструкторских испытаний непосредственно в ходе полета и успешной стыковки к Международной космической станции.

DOI: 10.31857/S000233882302018X, EDN: JGDLUW

Введение. Международная космическая станция (МКС) является уникальной космической лабораторией, на борту которой проводится множество различных экспериментов, связанных с изучением жизнедеятельности человека в космосе [1], созданием новых материалов и технологий [2], исследованием Земли из космоса [3, 4]. В связи с этим для обеспечения экипажа МКС рабочим местом и различным уникальным оборудованием, необходимым для проведения научных экспериментов, был разработан специализированный Многоцелевой лабораторный модуль (МЛМ) “Наука”. Старт и стыковка данного модуля к МКС состоялись в июне 2021 г. С точки зрения системы управления движением данный модуль подобен транспортным пилотируемым и грузовым кораблям типа “Союз”, “Прогресс”, решающим в ходе своего полета схожие задачи. Ряд алгоритмов системы управления был заимствован с данных кораблей [5, 6]. Однако вместе с тем в МЛМ имеется и ряд особенностей, позволивших значительно расширить функционал системы управления движением [7, 8]. В частности, одной из особенностей является возможность индивидуального управления каждым двигателем ориентации, в то время как на кораблях “Союз” и “Прогресс” управляющие воздействия, рассчитанные в бортовых алгоритмах, выдаются сразу на группы двигателей. Данное обстоятельство дает возможность оптимизировать конфигурацию включаемых двигателей в зависимости от величины и направления требуемого приращения линейной и угловой скоростей с точки зрения расхода топлива, необходимого на их реализацию. Также указанная особенность позволяет значительно расширить возможности системы управления с точки зрения автоматической реконфигурации набора используемых двигателей в случае отказов отдельных двигателей.

1. Постановка задачи. Рассматривается алгоритм формирования совокупности управляющих сигналов на двигатели МЛМ. Алгоритм обеспечивает одновременное управление движением как центра масс МЛМ, так и вокруг его центра масс на участке автономного полета. Двигательная установка (ДУ) МЛМ для управления его движением на участке автономного полета состоит из 42 двигателей трех типов: 16 двигателей точной стабилизации (ДТС) тягой ~ 13 Н используются только для управления движением вокруг центра масс; 24 двигателя причаливания и стабилизации (ДПС)

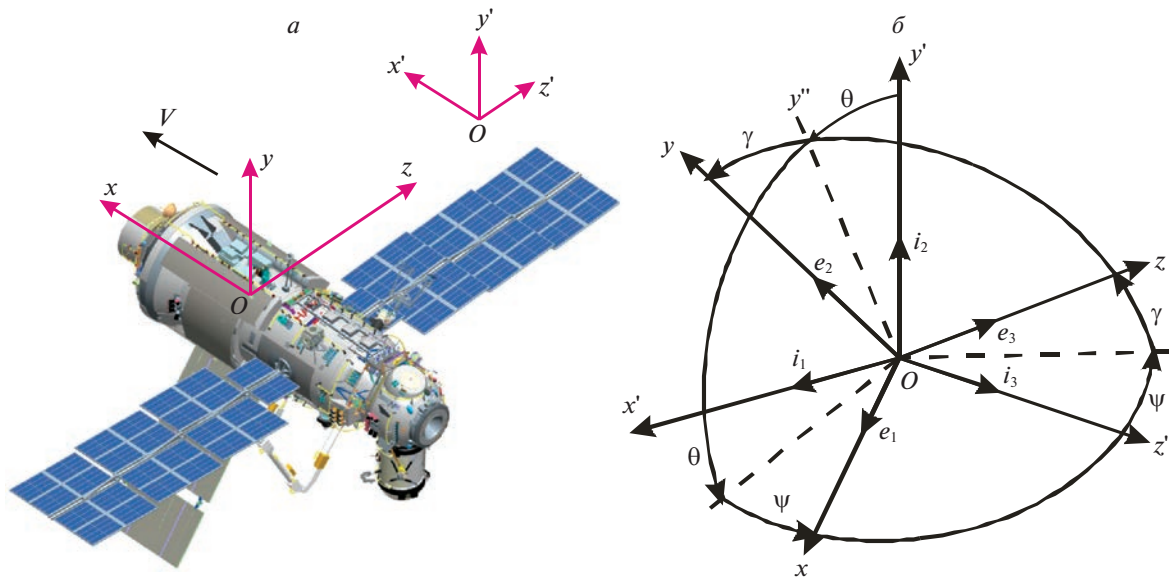


Рис. 1. Положение осей связанной системы координат МЛМ

тягой ~ 392 Н применяются для управления движением и центра масс и вокруг центра масс; 2 двигателя коррекции и сближения (ДКС) тягой 4090 Н – для управления движением только центра масс. Рассматриваемый в работе алгоритм управления не затрагивает использование ДКС.

Управление перемещениями и вращением осуществляется с помощью широтно-импульсной модуляции длительности включения двигателей, расположенных в одном из четырех блоков на поверхности модуля и имеющих различные направления тяг. Основной проблемой при формировании управляющих длительностей включения двигателей является то обстоятельство, что направления тяг подавляющего большинства двигателей не совпадают ни с каналами измерителя угловой скорости, ни с направлениями осей связанной системы координат МЛМ. В то же время практически все двигатели создают воздействия сразу по всем каналам управления. Это значительно затрудняет возможности их комбинирования для формирования управляющего воздействия только по одному или нескольким выбранным каналам.

В качестве связанного базиса МЛМ используется система координат с началом в центре масс: продольная ось Ox направлена в сторону активного стыковочного узла, ось Oy – противоположно узлу, на который устанавливается шлюзовая камера, а ось Oz совпадает с осью вращения солнечных батарей и дополняет систему до правой тройки (рис. 1, а).

В целом задача управления пространственным движением МЛМ с помощью двигателей состоит из трех основных частей: определение требуемого изменения скорости космического аппарата (КА) на каждом такте управления бортовой центральной вычислительной машины (БЦВМ); реализация требуемого изменения угловой скорости с помощью ДУ путем выбора оптимальной схемы включения двигателей; прогнозирование изменения параметров движения КА.

2. Определение требуемого изменения скорости КА. Введем орбитальную систему координат. Расположение осей этой системы аналогично описанному в [5]: ось Oy' направлена вдоль радиус-вектора от центра Земли, ось Oz' – против вектора угловой скорости орбитального движения, ось Ox' – в сторону вектора линейной скорости и дополняет систему до правой тройки. На рис. 1, а показано взаимное расположение осей орбитального базиса и связанного при нулевых угловых рассогласованиях. В подавляющем большинстве случаев в качестве целевой ориентации МЛМ в контур управления задается некоторое постоянное положение относительно орбитального базиса, определяемое $\mathbf{R}$ – кватернионом перехода из орбитального в целевой базис. Данный базис вращается вместе с орбитальным. Относительно целевого базиса в контуре управления рассчитываются угловые ошибки ориентации в виде управляющего кватерниона $\mathbf{N}$. В случае, если при помощи показаний позиционных датчиков известно рассогласование между орбитальным и связанным базисом $\mathbf{A}$, управляющий кватернион определяется как

$$\mathbf{N} = \tilde{\mathbf{R}} \circ \mathbf{A}.$$

Указанные ошибки ориентации в виде углов Крылова представлены на рис. 1, б.

Аналогично через углы Крылова можно выразить матрицу ортогонального преобразования целевого базиса $(\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3)$ в базис $(\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3)$ связанной с КА системы координат $Oxyz$ (рис. 1, б):

$$[(\mathbf{e}_k, \mathbf{i}_j)]_{j=1,2,3}^{k=1,2,3} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \sin \theta \cos \psi & -\sin \psi \\ \cos \theta \sin \psi \sin \gamma - \sin \theta \cos \gamma & \sin \theta \sin \psi \sin \gamma + \cos \theta \cos \gamma & \cos \psi \sin \gamma \\ \cos \theta \sin \gamma \cos \psi + \sin \theta \sin \gamma & \sin \theta \sin \psi \cos \gamma - \cos \theta \sin \gamma & \cos \psi \cos \gamma \end{bmatrix}.$$

Единичные векторы целевого базиса выражаются через единичные векторы связанного базиса следующим образом:

$$\mathbf{i}_j = \sum_{k=1}^3 (\mathbf{e}_k, \mathbf{i}_j) \mathbf{e}_k, \quad j = 1, 2, 3.$$

Движение связанного базиса относительно целевого описывается кинематическими соотношениями в форме Пуассона:

$$2\dot{\mathbf{N}} = \mathbf{N} \circ \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^B \circ \mathbf{N},$$

где $\boldsymbol{\omega} = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на оси связанного базиса, $\boldsymbol{\omega}^B = [\omega_x^B \ \omega_y^B \ \omega_z^B]^T$ – вектор угловой скорости орбитального движения в проекциях на оси целевого базиса. Выразив из предыдущего уравнения вектор абсолютной угловой скорости, получим

$$\boldsymbol{\omega} = 2\tilde{\mathbf{N}} \circ \dot{\mathbf{N}} + \tilde{\mathbf{N}} \circ \boldsymbol{\omega}^B \circ \mathbf{N}.$$

Линеаризуем данные уравнения в окрестности целевого базиса в предположении малости углов γ, ψ, θ , в результате имеем следующие соотношения:

$$[(\mathbf{e}_k, \mathbf{i}_j)]_{j=1,2,3}^{k=1,2,3} \approx \begin{bmatrix} 1 & \theta & -\psi \\ -\theta & 1 & \gamma \\ \psi & -\gamma & 1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{N} \approx \begin{bmatrix} 1 & \gamma & \psi & \theta \\ & 2 & 2 & 2 \end{bmatrix},$$

$$\omega_x \approx \dot{\gamma} + \omega_x^B + \omega_y^B \theta - \omega_z^B \psi,$$

$$\omega_y \approx \dot{\psi} + \omega_y^B + \omega_z^B \gamma - \omega_x^B \theta,$$

$$\omega_z \approx \dot{\theta} + \omega_z^B + \omega_x^B \psi - \omega_y^B \gamma.$$

Ввиду малости компонент орбитальной угловой скорости и γ, ψ, θ можем дополнительно пренебречь их перекрестными произведениями, в результате имеем:

$$\omega_x \approx \dot{\gamma} + \omega_x^B,$$

$$\omega_y \approx \dot{\psi} + \omega_y^B,$$

$$\omega_z \approx \dot{\theta} + \omega_z^B.$$

Дополним данные соотношения уравнениями для динамики движения в случае малости углов и угловых скоростей. Допустим также предположение малости центробежных моментов инерции по сравнению с диагональными $J_i, i = x, y, z$ (в частности, для МЛМ их отношение составляет порядка 0.005). Будем также полагать, что управляющий момент, создаваемый двигателями ориентации $\mathbf{M} = [M_x \ M_y \ M_z]^T$, значительно превышает прочие возмущающие моменты (гравитационный, аэродинамический и т.д.), в результате получим

$$J_i \dot{\omega}_i = M_i, \quad i = x, y, z.$$

Ускорение, создаваемое двигателями, можно выразить через $\epsilon_i = M_i/J_i, i = x, y, z$. Введем также обозначения $v_x = \gamma, v_y = \psi, v_z = \theta$ и воспользуемся тем, что

$$\ddot{v}_i = \frac{d\dot{v}_i}{dt} = \frac{d\dot{v}}{dv_i} \frac{dv_i}{dt} = \frac{d\dot{v}_i}{dv_i} \dot{v}_i = 0.5 \frac{d\dot{v}_i^2}{dv_i}, \quad i = x, y, z.$$

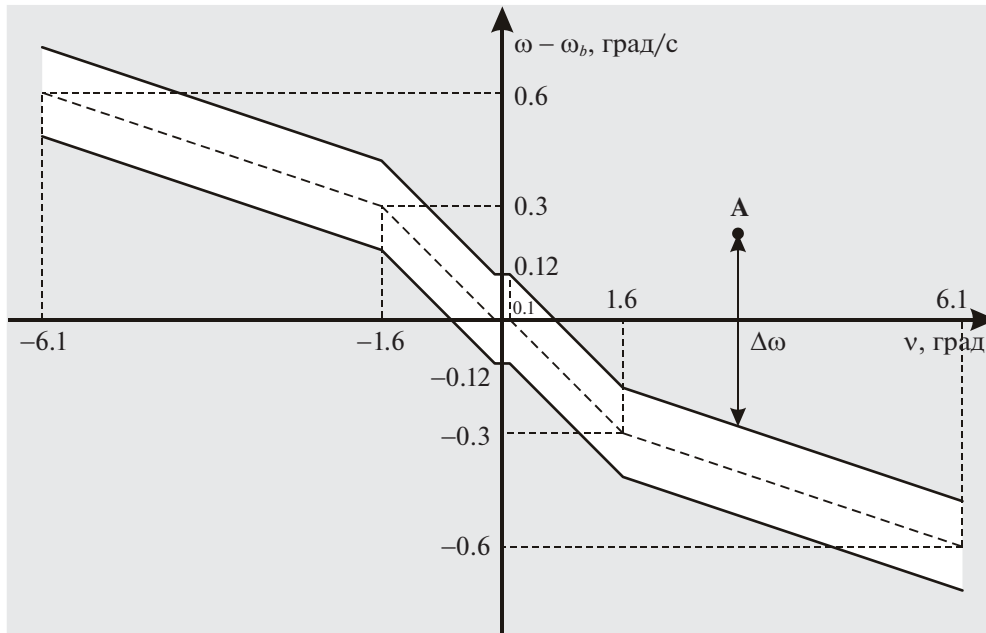


Рис. 2. Линии переключения на фазовой плоскости

Тогда уравнение динамики в фазовых переменных будет иметь вид

$$d\dot{v}_i^2 = 2\varepsilon_i dv_i. \quad (2.1)$$

При постоянном управляющем ускорении ε_i данные уравнения можно проинтегрировать: $\dot{v}_i^2 = 2\varepsilon_i v_i + \text{const}$. Это уравнение задает на фазовой плоскости семейство парабол при $\varepsilon_i \neq 0$, причем при $\varepsilon_i > 0$ будет наблюдаться один характер движения, а при $\varepsilon_i < 0$ — другой. Третьим семейством будут прямые, параллельные оси v_i , определяемые соотношением $\dot{v}_i = \text{const}$ при $\varepsilon_i = 0$.

Воспользуемся фазовой плоскостью для решения задачи формирования управляющей скорости для управления движением вокруг центра масс [9]. Пусть на этой плоскости по оси ординат отложена разность между проекцией на оси управления текущей оценки угловой скорости $\hat{\omega}_i(t)$ и программной угловой скоростью вращения целевого базиса ω_i^B , $i = x, y, z$. Оценка угловой скорости $\hat{\omega}_i(t)$ получена непосредственно по показаниям датчика угловой скорости $\omega_i(t)$, $i = x, y, z$, с помощью фильтра упругих колебаний, представляющего собой фильтр Калмана [10, 11]. По оси абсцисс на фазовой плоскости отложен угол рассогласования v_i , $i = x, y, z$, между заданным положением КА относительно целевой системы координат и реальным его положением. Приблизим параболу, проходящую через начало координат, несколькими прямыми и введем зону нечувствительности путем параллельного сдвига линий переключения по горизонтали в обе стороны от оси ординат. На рис. 2 показаны линии переключения в координатах $\hat{\omega}_i - \omega_i^B$ и v_i , $i = x, y, z$, ограничивающих зону нечувствительности, ширина которой по вертикали составляет $\delta\omega = \pm 0.12$ град/с. В итоге вся фазовая плоскость оказывается разделенной на три зоны. Внутри зоны нечувствительности отсутствует управление и движение определяется $\dot{v}_i = \text{const}$. Снизу от зоны нечувствительности будет зона, в которой движение задается положительным моментом, согласно решению (2.1), а сверху — отрицательным. В результате итоговая фазовая траектория из любого начального положения будет иметь вид свертывающейся спирали, приводящей к предельному циклу, размер которого по углу определяется точкой пересечения линий переключения с осью абсцисс, а по угловой скорости — минимальным временем включения двигателя.

Для каждого канала управления потребное приращение угловой скорости (управляющий сигнал $u_i = \Delta\omega_i$, $i = x, y, z$) находится как расстояние по вертикали от точки А, соответствующей текущему состоянию системы, до ближайшей границы зоны нечувствительности с учетом

гистерезиса. При суммарном угловом рассогласовании по всем каналам управления, превышающем 15° , происходит поворот вокруг оси Эйлера [12], которая определяется кватернионом рассогласования $N_i / \sqrt{1 - N_0^2}$, $i = x, y, z$. Управляющий сигнал в этом случае запишем следующим образом:

$$\Delta\omega_i = \hat{\omega}_i - \omega_{bi} - \omega_0 \frac{N_i}{\sqrt{1 - N_0^2}} - \frac{\delta\omega_{cl}}{k_a}, \quad i = x, y, z,$$

где ω_0 — угловая скорость поворота, $k_a \geq 1$ — коэффициент углового гистерезиса, $\delta\omega_{cl}$ — ближайшая граница зоны нечувствительности по угловой скорости. При приближении в процессе разворота угла к границам зоны нечувствительности, изображенной на рис. 2, если угловое рассогласование v_i в канале $i = x, y, z$ пока еще превышает 6.1° , а суммарное угловое рассогласование (угол кратчайшего поворота) по всем каналам уже менее 15° , то линия переключения в этом канале управления определяется движением с постоянным ускорением $e_i \approx d\omega_i/dt = \text{const}$, $i = x, y, z$. Таким образом, согласно (2.1), в первом приближении можно считать, что управляющий сигнал находится по формуле:

$$\Delta\omega_i = \hat{\omega}_i - \omega_{bi} - \text{sign}(v_i) \sqrt{2e_i v_i} - \frac{\delta\omega_{cl}}{k_a}. \quad (2.2)$$

Когда угловое рассогласование v_i в канале $i = x, y, z$ становится менее 6.1° , непосредственно используется закон управления с помощью фазовой плоскости (рис. 2).

При управлении угловым движением КА наряду с управляющими моментами побочно создаются также силы, изменяющие орбиту КА. Для борьбы с этими возмущающими силами был предусмотрен режим компенсации орбитальных возмущений. Управляя движением центра масс КА, в этом режиме происходит постоянное интегрирование линейных ускорений, создаваемых двигателями. При нахождении интегрального приращения скорости в интервале $[-1; 1 \text{ см/с}]$ управляющее воздействие не формируется, а при превышении интегрального приращения скорости границ разрешенного интервала управляющую скорость запишем следующим образом:

$$\Delta V_i = \int_{t_0}^t a(t) dt - \frac{\delta V_{cl}}{k_l}. \quad (2.3)$$

Здесь $a(t)$ — линейное ускорение, создаваемое всеми двигателями на текущем такте БЦВМ, t_0 — время начала режима компенсации орбитальных возмущений, δV_{cl} — ближайшая граница зоны нечувствительности по линейной скорости, $k_l \geq 1$ — коэффициент линейного гистерезиса. В случае отключения компенсации орбитальных возмущений управляющая скорость задается извне и рассчитывается в алгоритмах сближения или управления движением центра масс.

3. Реализация потребного изменения угловой скорости с помощью ДУ. Расположение двигателей МЛМ затрудняет возможность комбинирования совместного включения двигателей для создания управляющих воздействий в том или ином канале управления. В связи с этим при решении задачи реализации потребного изменения угловой скорости с помощью ДУ было предложено использовать для выбора оптимальной схемы включения двигателей алгоритм, основанный на методах линейного программирования [3].

В общем случае для N_{DO} произвольно расположенных двигателей, создающих моменты, не всегда совпадающие по направлению с каналами управления, задача линейного программирования (ЗЛП) формулируется следующим образом. Требуется найти времена включения произвольной комбинации двигателей для того, чтобы достичь по всем трем каналам управления угловым движением границ зоны нечувствительности по угловой скорости (рис. 2), затратив при этом минимальное количество топлива.

Поэтому необходимо минимизировать функционал:

$$Z = \sum_{n=1}^{N_{DO}} r_n \tau_n \rightarrow \min, \quad (3.1)$$

где r_n — секундный расход топлива для каждого из выбранных двигателей, τ_n — длительность работы каждого двигателя. При этом следует удовлетворить следующим шести условиям на приращение угловой скорости:

$$\begin{aligned} \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{xn} \tau_n &\geq \Delta\omega_{down}^x, & \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{xn} \tau_n &\leq \Delta\omega_{up}^x, & \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{yn} \tau_n &\geq \Delta\omega_{down}^y, \\ \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{yn} \tau_n &\leq \Delta\omega_{up}^y, & \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{zn} \tau_n &\geq \Delta\omega_{down}^z, & \sum_{n=1}^{N_{DO}} \varepsilon_{zn} \tau_n &\leq \Delta\omega_{up}^z, \end{aligned} \quad (3.2)$$

$$\tau_n \geq 0, \quad n = \overline{1, N_{DO}}.$$

Здесь $\varepsilon_n = (\varepsilon_{xn}, \varepsilon_{yn}, \varepsilon_{zn})^T$ — угловое ускорение, создаваемое n -м двигателем, $\Delta\omega_{down} = (\Delta\omega_{down}^x, \Delta\omega_{down}^y, \Delta\omega_{down}^z)^T$ и $\Delta\omega_{up} = (\Delta\omega_{up}^x, \Delta\omega_{up}^y, \Delta\omega_{up}^z)^T$ — векторы расстояний по вертикали в каждом канале управления от текущего фазового состояния системы соответственно до нижней и верхней границ зоны нечувствительности.

Таким образом, задача выбора времен оптимального включения двигателей сводится к ЗЛП (3.1), (3.2). Решение этой задачи в бортовом алгоритме производится с помощью модифицированного симплекс-метода [13].

Аналогично угловому движению в первых версиях алгоритма выбора оптимального набора двигателей были учтены и условия для линейных перемещений, и ЗЛП решалась для 12 ограничений. Однако в дальнейшем от такого подхода пришлось отказаться ввиду чрезвычайной вычислительной сложности, а также для того, чтобы максимизировать линейные ускорения, создаваемые при управлении центром масс. Таким образом, был создан гибридный алгоритм, в котором длительности включения двигателей для управления движением центра масс рассчитываются по заранее заданным таблицам, а длительности включения оставшихся незадействованными — с помощью решения задачи (3.1), (3.2) и формируют управляющие воздействия в каналах управления угловым движением. Следует отметить, что такой подход к решению задачи выбора оптимальной схемы включения двигателей повышает отказоустойчивость системы, так как при поиске решения ЗЛП можно запретить использование конкретного двигателя при его отказе. В случае же расчета длительностей по заранее заданным таблицам аналогичная ситуация приводит либо к корректировке таблицы, либо к полной ее замене на другую таблицу.

Выбор типа разрешенных на текущем такте БЦВМ двигателей для управления движением вокруг центра масс производится путем анализа текущей угловой скорости и углового рассогласования. Если нет требований на перемещение центра масс и угловая скорость в течение некоторого времени находится в пределах 0.1 град/с, а угловое рассогласование — в пределах 1.2°, то используется набор двигателей ДТС, в противном случае применяются ДПС.

Полученные при помощи решения задачи (3.1), (3.2) длительности включения двигателей τ_n , $n = \overline{1, N_{DO}}$, если их максимальное значение превысило величину такта управления, составляющую 0.2 с, нормируются на это максимальное значение и результат масштабируется к величине такта управления путем умножения на его длительность. В результате при включении получившейся комбинации двигателей параметры движения КА будут изменяться в необходимом направлении. Ввиду небольших величин угловых скоростей вращения (при поворотах, не превышающих 3.5 град/с) нелинейность уравнений движения не окажет особого влияния на процесс управления, к тому же на следующем такте управления через 0.2 с задача (3.1), (3.2) будет решена заново с изменившимися начальными условиями.

4. Прогнозирование изменения параметров движения КА. После определения оптимальной на данном такте БЦВМ комбинации двигателей и длительностей их включения найденные длительности нормируются на длительность такта, затем дискретизируются с учетом характеристик конкретных двигателей. А именно необходимо соблюсти минимальное время работы двигателя и для обеспечения возможности их использования на следующем такте управления нужно выдерживать паузу между включениями. Для ДПС минимальная длительность включения двигателей составляет 100 мс, а минимальная пауза между включениями двигателей ДПС — 100 мс. Для ДТС минимальная длительность включения двигателей равна 30 мс, а минимальная пауза между

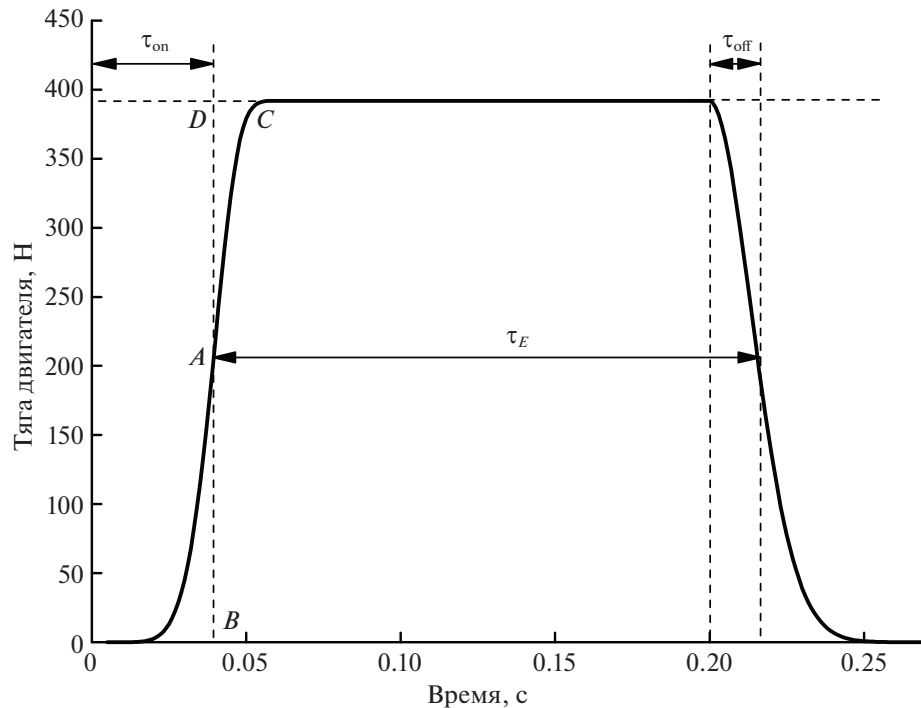


Рис. 3. Профиль тяги импульса двигателя

включениями двигателей ДТС — 30 мс. Управляющее воздействие на каждый двигатель формируется на основе вычисленной дискретизованной длительности его включения.

После задания управляющих воздействий на двигатели необходимо спрогнозировать изменение угловой и линейной скоростей от срабатывания двигателей. Реальный профиль импульса двигателя не является прямоугольным, а приблизительно выступает следующей функцией:

$$P(t) = \begin{cases} 0, & t < T_R, \\ P_{nom}(1 - \exp[-k_1(t - T_R)^{n_1}]), & T_R \leq t < \tau, \\ P_{nom} \exp[-k_2(t - \tau - T_R)^{n_2}], & t \geq \tau. \end{cases} \quad (4.1)$$

Здесь T_R — время “электрической” задержки прохождения команды на включение двигателя, P_{nom} — номинальная тяга двигателя, а коэффициенты k_1 , k_2 , n_1 , n_2 можно подобрать экспериментально. На рис. 3 изображен график тяги импульса длительностью 0.2 с. Проводить точный учет профиля импульса (4.1) ввиду ограниченности вычислительных возможностей БЦВМ не является целесообразным, поэтому задача прогнозирования изменения параметров движения КА решается путем расчета эффективной длительности работы двигателя в случае его включения на текущем такте БЦВМ по следующей формуле:

$$\tau_E = \tau - \tau_{on} + \tau_{off},$$

где τ_{on} — задержка включения двигателя, τ_{off} — задержка выключения двигателя. Задержки τ_{on} и τ_{off} рассчитываются из условий равенства интегралов:

$$\int_0^{\tau_{on}} P(t)dt = \int_{\tau_{on}}^{\tau_{0.99}} (P_{nom} - P(t))dt \quad \text{и} \quad \int_{\tau}^{\tau_{off}} (P_{nom} - P(t))dt = \int_{\tau_{off}}^{\tau_{0.01}} P(t)dt,$$

здесь $\tau_{0.99}$ и $\tau_{0.01}$ — длительность нарастания тяги до значения $0.99P_{nom}$ и время спада тяги до значения $0.01P_{nom}$ соответственно. Суть данных соотношений состоит в равенстве криволинейных треугольников OAB и ACD на рис. 3 при включении двигателя и аналогичных треугольников при его выключении.

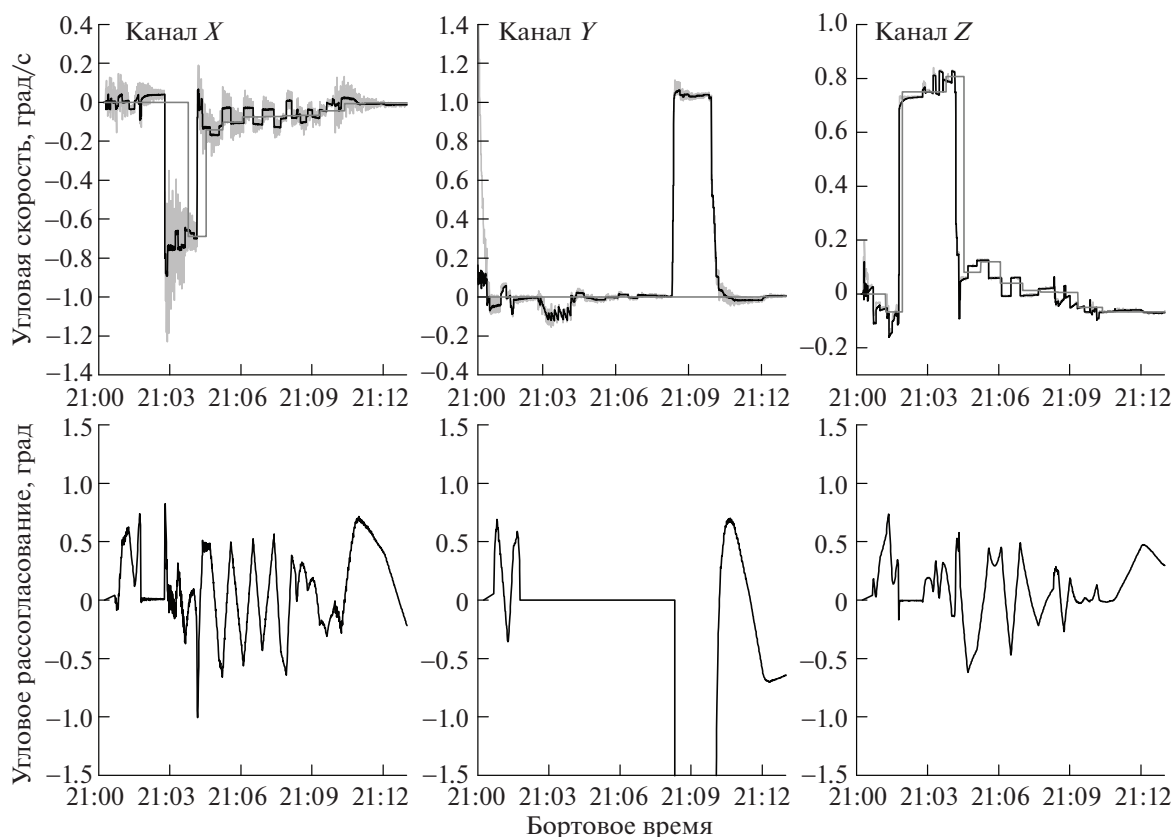


Рис. 4. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе построения орбитальной системы координат

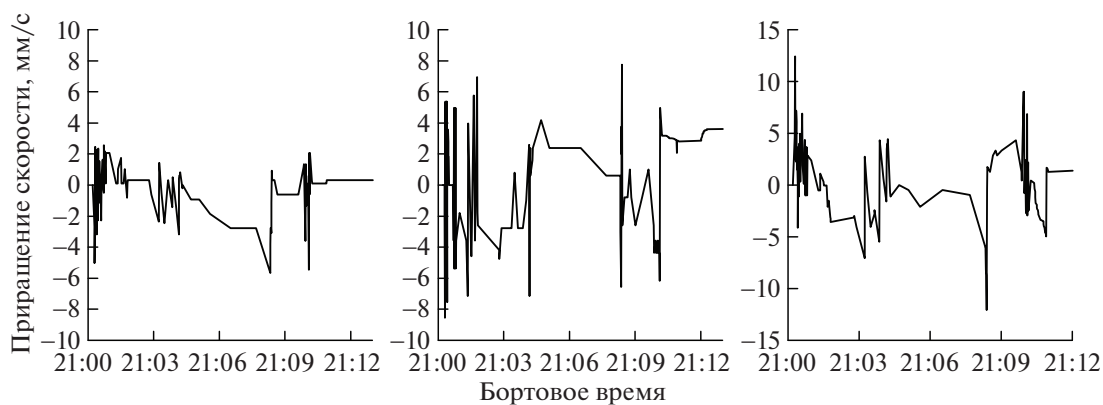


Рис. 5. Поведение линейной скорости в процессе построения орбитальной системы координат

После расчета эффективных длительностей работы каждого двигателя вычисляется прогнозируемое приращение за такт управления угловой $\Delta\omega(t)$ и линейной $\Delta\mathbf{v}(t)$ скоростей:

$$\Delta\mathbf{v}(t) = \sum_{n=1}^{N_{DO}} \mathbf{a}_n \tau_{En}(t), \quad \Delta\omega(t) = \sum_{n=1}^{N_{DO}} \boldsymbol{\epsilon}_n \tau_{En}(t),$$

где $\mathbf{a}_n$ и $\boldsymbol{\epsilon}_n$ — линейное и угловое ускорения, создаваемые каждым двигателем.

5. Результаты численного моделирования. На рис. 4 и 5 изображены поведение угловых скоростей, угловых рассогласований и линейных скоростей в каналах крена, рысканья и тангажа при

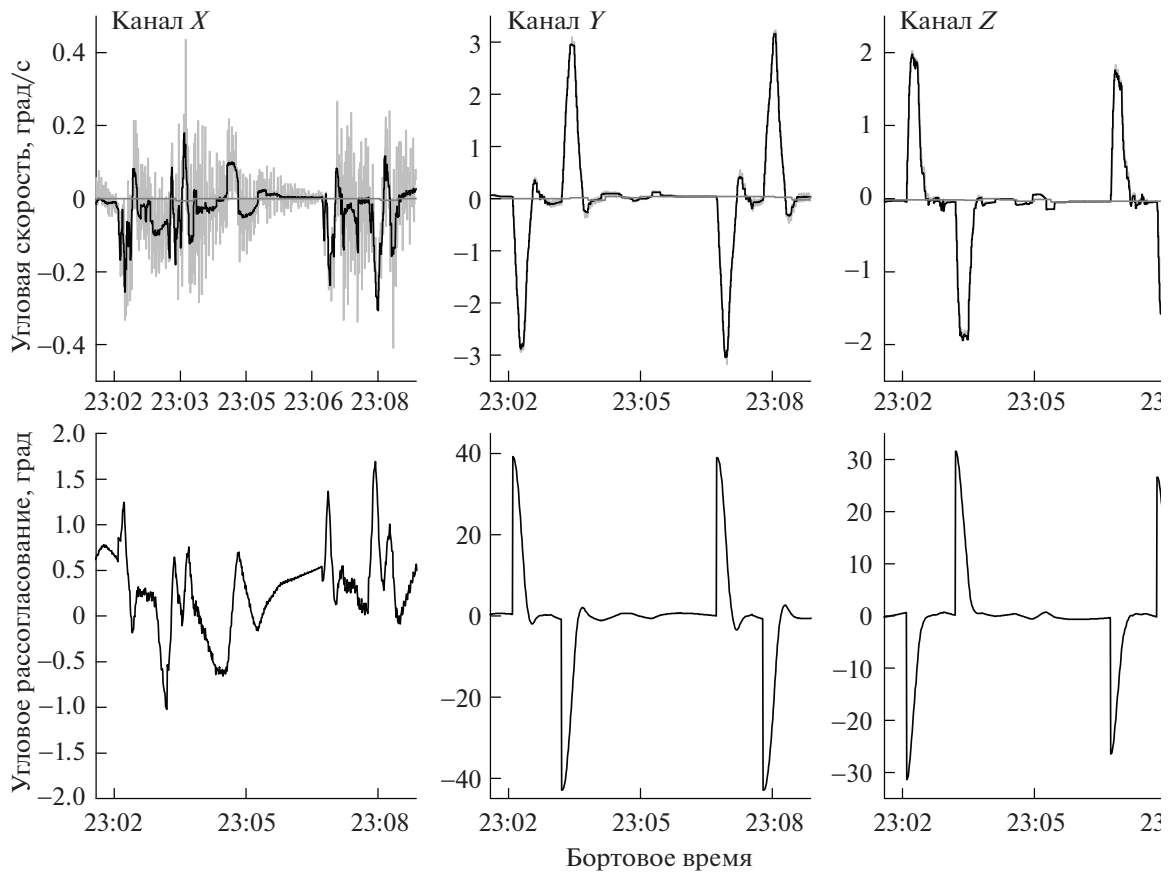


Рис. 6. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе коррекции орбиты

построении орбитальной системы координат. Данные были получены в результате моделирования сближения МЛМ с МКС на наземном комплексе отработки программного обеспечения. В состав стенда входит: реальная бортовая БЦВМ с прошитым бортовым программным обеспечением; наземная модель динамики и бортовых систем; модели аппаратуры системы управления движением и внешней среды; модель упругих колебаний конструкции КА; сервисное программное обеспечение. Для управления использовался полный набор из 42 двигателей. Моделировались профили импульсов, согласно (4.1), задержки измерений и исполнения команд, ошибки установки и тяг двигателей. На графике поведения угловой скорости (рис. 4) черной линией показана оценка угловой скорости $\hat{\omega}_i(t)$, $i = x, y, z$; темно-серой линией – программная угловая скорость ω_{bi} , $i = x, y, z$; светло-серой линией – измерения угловой скорости, полученные с датчика угловой скорости $\omega_i(t)$, $i = x, y, z$. В промежуток времени с 21:08 по 21:10 выполнялся разворот вокруг оси Y на 180° . Из приведенных графиков видно, что в процессе управления угловое рассогласование не превышает 0.8° , а при завершении разворота формирование управляющего воздействия, согласно (2.2), приводит к плавному изменению угловой скорости и углового рассогласования и минимизирует перерегулирование параметров углового движения КА. Компенсация орбитальных возмущений, согласно (2.3), приводит к тому, что приращение линейной скорости, изображенное на рис. 5, остается в пределах допустимых границ. Расход рабочего тела за режим составил 9.05 кг.

При коррекции орбиты с помощью маршевого двигателя аппарат необходимо повернуть таким образом, чтобы вектор тяги данного двигателя совпал с направлением требуемого приращения скорости КА, его положение вокруг вектора тяги может быть при этом произвольным. Поэтому традиционно используется кратчайший поворот из текущего положения, совмещающий вектор тяги маршевого двигателя с вектором необходимого приращения скорости. Результирующее положение для выдачи корректирующего импульса называется базисом стрельбы. На рис. 6 изображено поведение угловых скоростей и угловых рассогласований в процессе коррекции

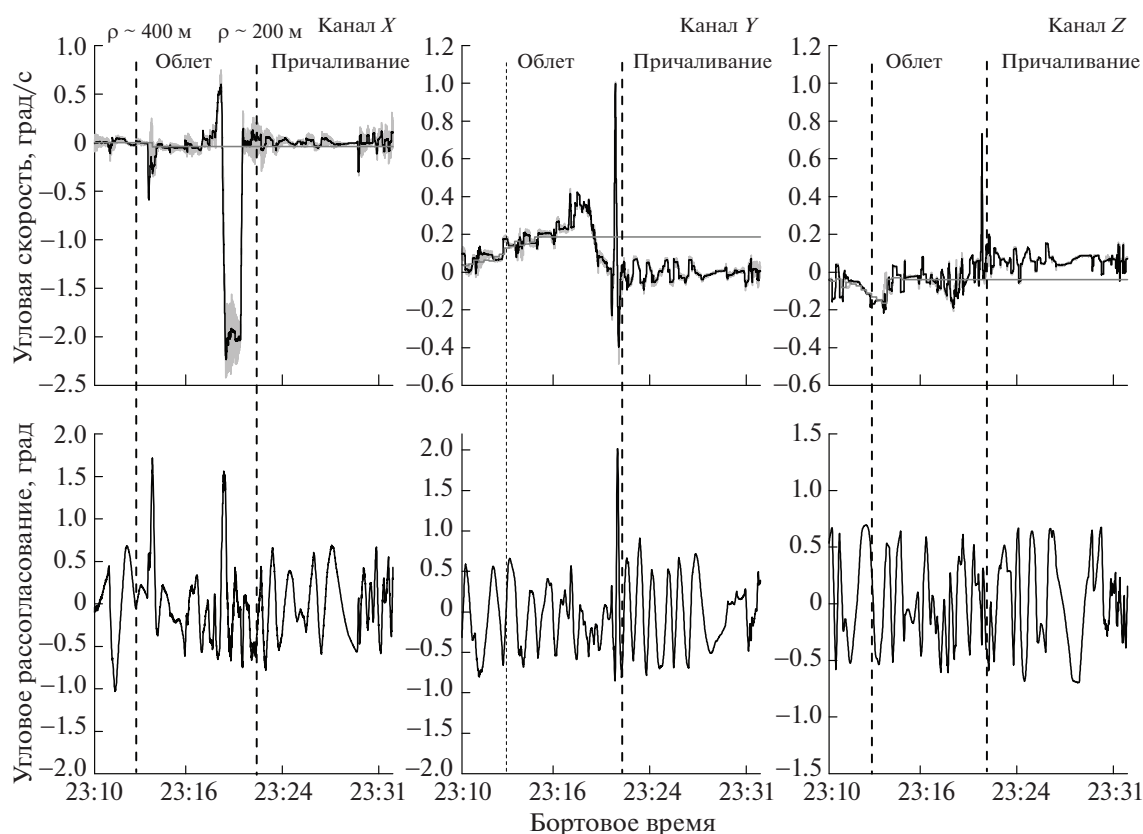


Рис. 7. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе облета и причаливания к МКС

орбиты на ДКС. Производился поворот в базис стрельбы для коррекции орбиты с помощью ДКС, на заданное время включался маршевый двигатель. После его выключения осуществлялся обратный поворот в предыдущую ориентацию, далее вышеописанные операции повторялись для выдачи второго импульса. Как и на рис. 4, на графике поведения угловой скорости рис. 6 черной линией показана оценка угловой скорости $\hat{\omega}_i(t)$, $i = x, y, z$; темно-серой линией – программная угловая скорость ω_{bi} , $i = x, y, z$; светло-серой линией – измерения угловой скорости, полученные с датчика угловой скорости $\omega_i(t)$, $i = x, y, z$.

Рисунок 7 иллюстрирует поведение угловых скоростей и угловых рассогласований на ближнем участке сближения (относительная дальность < 1000 м) вплоть до стыковки с МКС. На графике поведения угловой скорости (рис. 7), черной линией показана оценка угловой скорости $\hat{\omega}_i(t)$, $i = x, y, z$; темно-серой линией – программная угловая скорость ω_{bi} , $i = x, y, z$; светло-серой линией – измерения угловой скорости, полученные с датчика угловой скорости $\omega_i(t)$, $i = x, y, z$. Следует отметить, что помимо поддержания заданной ориентации на ближнем этапе сближения происходит активное управление движением центра масс МЛМ. Из приведенных данных видно, что в процессе облета и причаливания угловое рассогласование в основном не превышает 0.8° . Расход рабочего тела на облет и причаливание составил 149.3 кг.

6. Вычислительная сложность алгоритма. Отдельно хотелось бы остановиться на обсуждении вычислительных ресурсов, требующихся для работы алгоритма. БЦВМ МЛМ состоит из трех независимых вычислительных каналов. Каждый из этих вычислительных каналов представляет собой связку трех уровней Avionix+FML+Application Level (AL), где программное обеспечение системы управления МЛМ загружается лишь в уровень AL, он же Прикладной Уровень. При этом AL использует специально разработанный Европейским космическим агентством 32-битный процессор ERC32, являющийся модификацией процессора SPARC ver.6.0. Для целочисленных операций ERC32 применяет Integer Unit, а для операций с плавающей запятой – сопроцессор Floating Point Unit. Тактовая частота процессора равна 14 МГц.

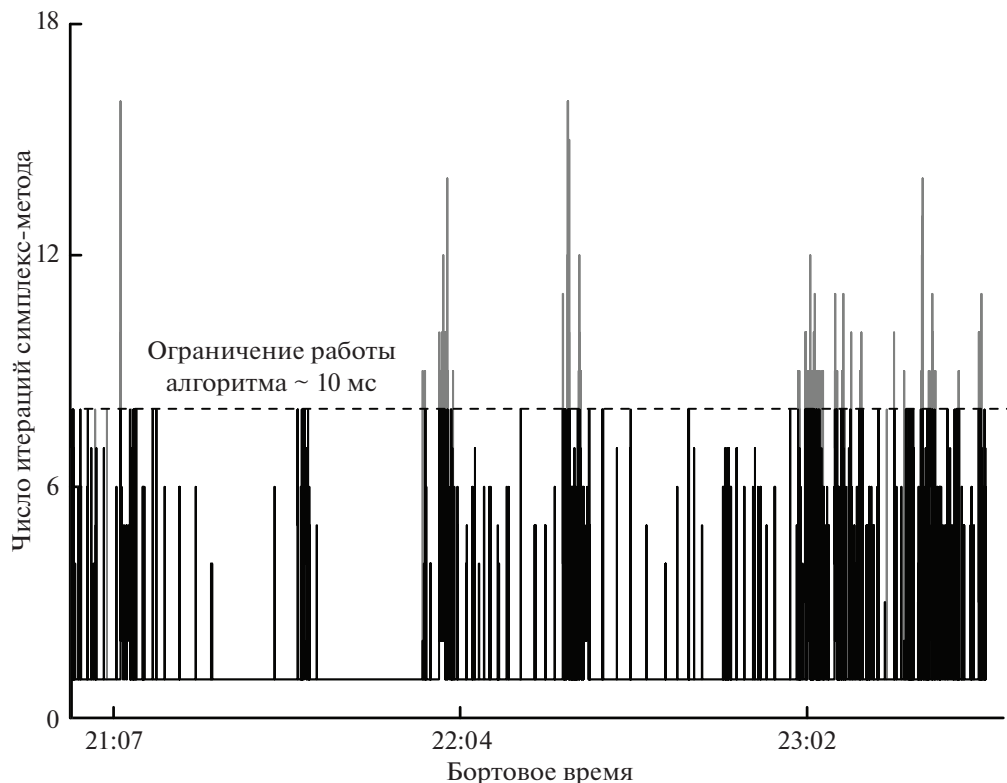


Рис. 8. Распределение вычислений между тактами управления

Частота работы системы управления движением и навигации МЛМ составляет 5 Гц. Таким образом, задачи определения потребного изменения скорости, реализации потребного изменения угловой скорости с помощью ДУ путем выбора оптимальной схемы включения двигателей и прогнозирование изменения параметров движения КА необходимо решать на каждом такте, равном 200 мс. Ввиду вычислительной сложности алгоритма для данного процессора было принято решение ограничить время его работы на каждом такте БЦВМ путем ограничения количества итераций симплекс-метода, рассчитываемых в течение одного такта управления (не более восьми итераций). При этом вычисление оставшихся итераций будет произведено на следующем такте. На тех тактах управления, где расчет не был закончен, управляющее воздействие на двигатели не формируется. Таким образом, удалось добиться того, что длительность вычислений, необходимых для работы алгоритма на каждом такте управления, не превышает 10 мс, а загрузка процессора на наиболее сложном с вычислительной точки зрения участке сближения не превышала 65%.

На рис. 8 представлен график, отображающий процесс распределения вычислений между тактами управления на протяжении всего режима сближения с МКС, начиная с дальности 500 км. На этом рисунке серой линией показано общее количество итераций симплекс-метода, необходимое для решения задачи выбора оптимальной схемы включения двигателей, а черной линией — количество итераций симплекс-метода которое было рассчитано на текущем такте управления. Пунктирной линией изображено ограничение по количеству итераций, рассчитываемых на каждом такте управления. Из графика видно, что на всем участке сближения процесс решения задачи выбора оптимальной схемы включения двигателей не затягивался более двух тактов, что является приемлемым для работы системы управления. Следует отметить, что распределение вычислений между тактами управления наблюдалось только на участках интенсивной работы двигателей: повороты, ближнее сближение, а в подавляющем количестве случаев (более 92%) задача линейного программирования решалась за один такт управления.

7. Результаты летно-конструкторских испытаний. Описанный в статье алгоритм управления работал на всех динамических операциях, выполняемых МЛМ в течение своего девятисуточного полета к МКС. К таким операциям относятся все режимы, где работает система управления движением и выдаются управляющие воздействия на исполнительные органы. К сожалению, из-за особенностей

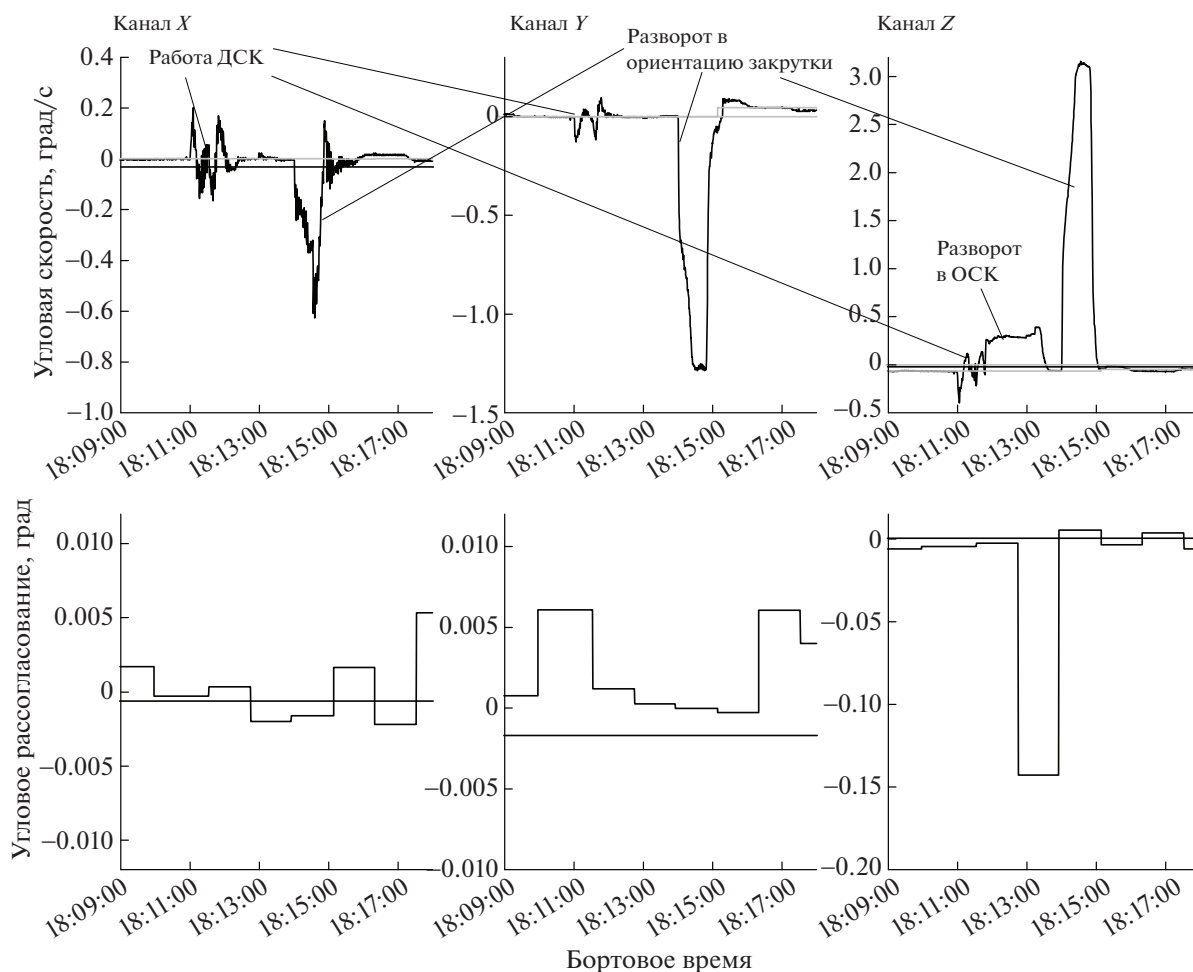


Рис. 9. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе коррекции орбиты с использованием ДКС

планирования процесса управления полетом с использованием наземных средств большинство таких операций начинались вне зоны связи наземных измерительных пунктов, что сопряжено с отсутствием телеметрической информации об их исполнении бортовыми системами. Однако часть наиболее критически важных операций все-таки планируются в зоне связи, и телеметрия их выполнения показала правильность выбранного алгоритма управления и подтвердила преимущества применяемой концепции решения задачи формирования управляющих сигналов на двигатели ориентации.

В частности, одной из таких операций является построение начальной ориентации. При выполнении этого режима управления крайне положительную роль сыграла заложенная в алгоритм концепция возможности автоматической реконфигурации системы используемых двигателей ориентации. Дело в том, что сразу после отделения МЛМ от третьей ступени ракеты-носителя в течение 3 мин происходит раскрытие различных элементов конструкции и завершается подготовка к работе ДУ. Далее включается система управления движением, которая проводит гашение угловых скоростей, сформировавшихся после разделения. Затем по циклограмме полета запускается тест двигателей ДПС/ДТС, который формирует кратковременные включения каждого из 40 указанных двигателей, как попарно, так и индивидуально. После чего по результатам сравнения изменения реальной угловой скорости МЛМ с теоретическим делается заключение о работоспособности того или иного двигателя. Ввиду того, что большинство двигателей включались первый раз и на короткие интервалы времени (от 0.4 до 0.8 с), топливо по трубопроводам, возможно из-за наличия небольших воздушных пробок, не всегда успевало дойти до камеры сгорания и часть двигателей показала тягу значительно меньше ожидаемой величины. А также следует отметить, что в канале крена присутствуют довольно значительные колебания, вызванные упругостью солнечных батарей МЛМ. Все эти обстоятельства привели к тому,

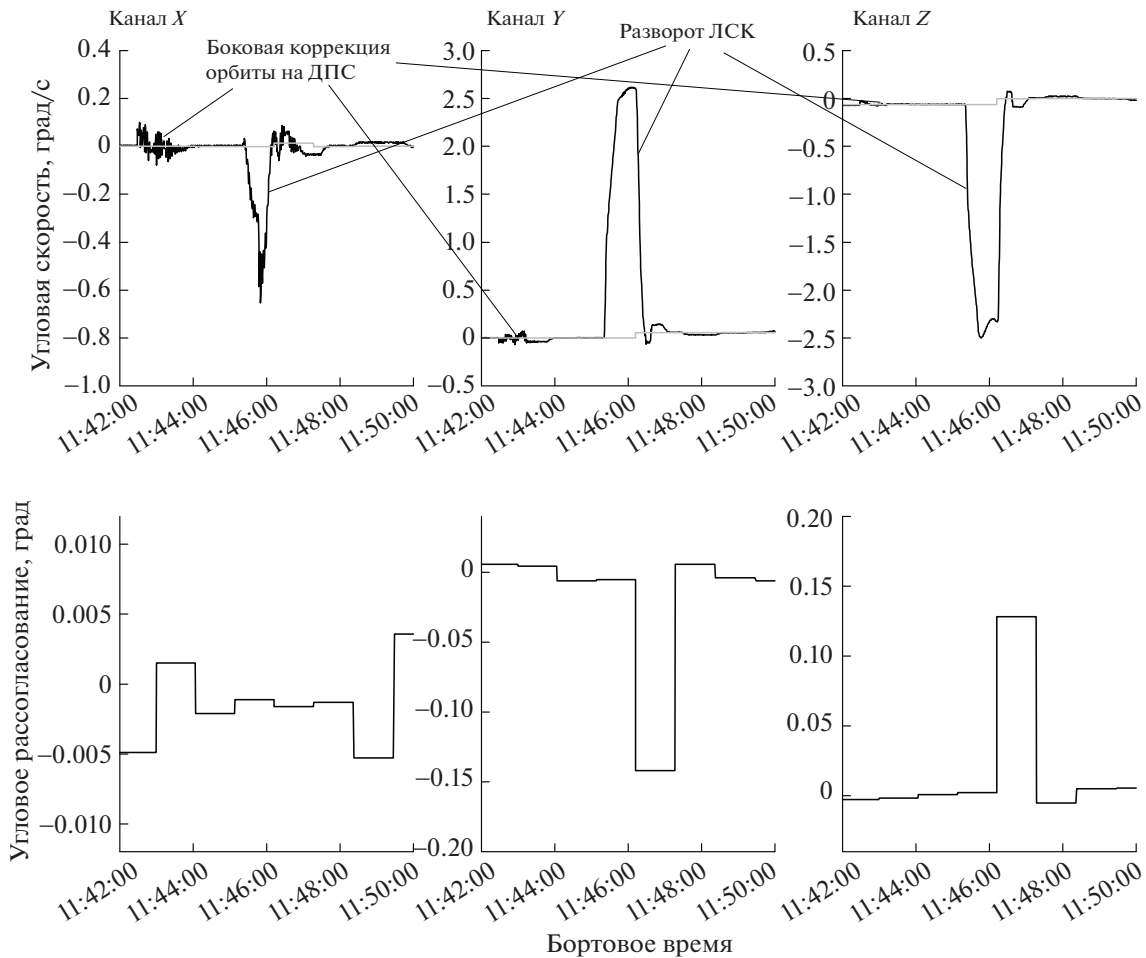


Рис. 10. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе боковой коррекции орбиты с использованием ДПС

что в процессе данного теста система управления запретила использование 13 двигателей (7 ДПС и 6 ДТС), которые не прошли тестирование. Однако, несмотря на это, система управления, используя оставшийся набор двигателей, сумела обеспечить последующий поворот в орбитальную систему координат по прогнозу [5, 6] и последующее поддержание данной ориентации в течение одного витка. Вместе с тем в такой же конфигурации осуществлялось последующее построение орбитальной ориентации с использованием показаний звездных датчиков и реализация ориентации закрутки на Солнце. При формировании закрутки на Солнце аппарат разворачивается таким образом, чтобы ось с большим моментом инерции (ось Y) совпала с направлением на Солнце, и после чего закручивается вокруг данного направления с угловой скоростью 2 град/с. Затем система управления движением отключается. Данный режим реализуется для обеспечения постоянного энергоприхода на солнечные батареи в процессе неуправляемого движения модуля до его следующего вхождения в зону связи наземных измерительных пунктов на следующие сутки полета. Впоследствии по анализу телеметрической информации и после проведения дополнительного теста было сделано заключение о работоспособности всех двигателей и их использование в контуре управления было разрешено.

Также в зоне связи наземных измерительных пунктов проводилась одна из коррекций орбиты с помощью ДКС и боковая коррекция орбиты, обеспечивающая безопасность траектории сближения с МКС с использованием ДПС. На рис. 9 представлены графики поведения угловой скорости и углового рассогласования в процессе коррекции орбиты с использованием ДКС с последующим поворотом в ориентацию закрутки на Солнце. На рис. 10 приведены графики поведения угловой скорости и углового рассогласования в процессе коррекции орбиты с использованием ДПС с последующим поворотом в ориентацию лучевой системы координат (ЛСК) (ориентация антеннами радиосистемы “Курс” активного корабля на прогнозируемое положение антенн пассивного объекта, к которому проводится сближение). На графиках

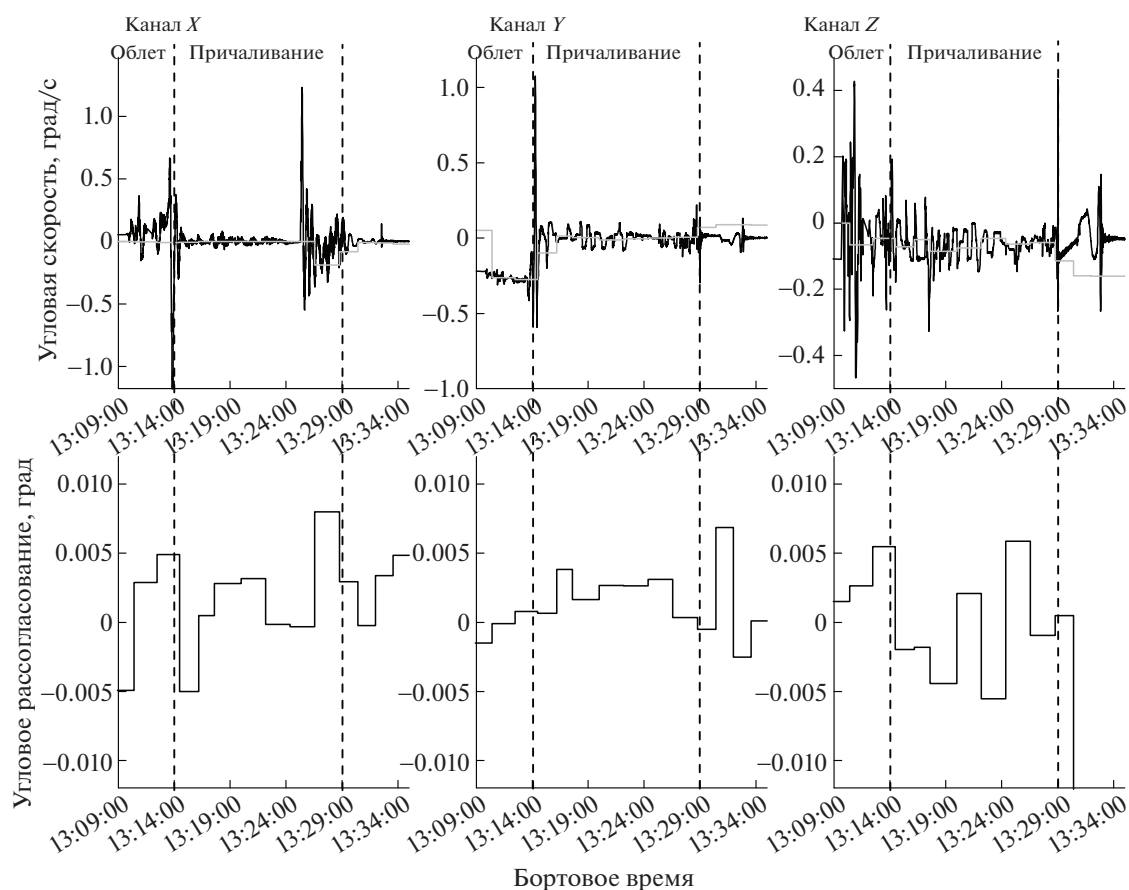


Рис. 11. Поведение угловой скорости и углового рассогласования в процессе облета и причаливания к МКС

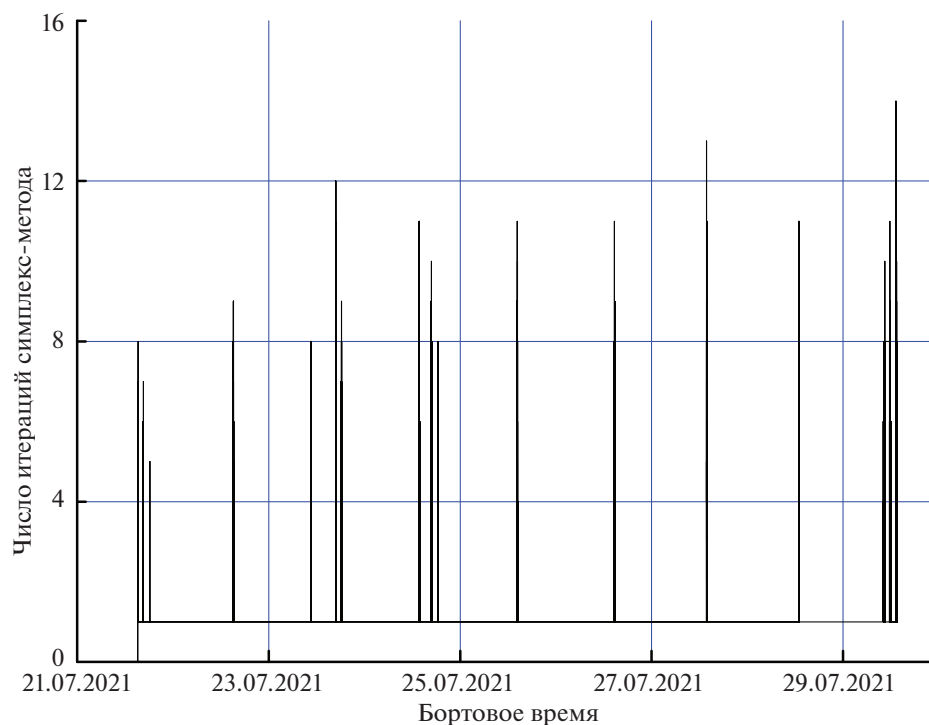


Рис. 12. Количество итераций симплекс-метода, потребовавшееся для решения задачи линейного программирования в процессе автономного полета МЛМ

серой линией показано поведение программной скорости вращения приборного базиса, а черной линией — измерения угловой скорости. Представленные графики демонстрируют корректность работы контура стабилизации и отсутствие перерегулирований при поворотах. К сожалению, информация об угловом положении поступала достаточно редко, в отличие от информации об угловой скорости, что и определяет характер ее поведения на графиках.

На рис. 11 представлено поведение угловой скорости и углового рассогласования на наиболее ответственном участке полета: окончании процесса облета и причаливания к МКС. На ближнем этапе сближения происходит активное управление движением центра масс МЛМ. Несмотря на это, графики рис. 11 демонстрируют корректное выполнение угловых маневров, требующихся для осуществления сближения с МКС. Из приведенных данных видно, что в процессе облета и причаливания угловое рассогласование в основном не превышает 0.8° , что согласуется с результатами математического моделирования.

На рис. 12 представлено поведение количества итераций симплекс-метода, потребовавшихся для решения задачи управления с начала автономного полета и до стыковки с МКС. К сожалению, данная информация также поступала достаточно редко. Однако видно, что в основном задача линейного программирования всегда решалась за один такт управления и достаточно редко на ее решение требовалось до двух тактов, что также согласуется с результатами математического моделирования.

Заключение. Рассмотрен алгоритм управления движением МЛМ с помощью ДУ на автономном участке полета. Алгоритм обеспечивает одновременное управление как движением центра масс МЛМ, так и движением вокруг центра масс. Приведен только основной вариант управления движением МЛМ с использованием всего набора двигателей и не описаны нештатные ситуации. Представленные результаты моделирования движения КА на наземном комплексе обработки бортового программного обеспечения и телеметрическая информация, полученная в ходе летно-конструкторских испытаний предложенного алгоритма, при автономном полете МЛМ доказывают его работоспособность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьев А.И., Островский М.А., Потапов А.Н. Вклад ученых Российской академии наук в становление и развитие космической физиологии // Физиология человека. 2020. Т. 46. № 1. С. 5–12.
2. Сумароков А.В. О бортовом алгоритме усреднения параметров орбитального движения Международной космической станции в эксперименте ICARUS // Изв. РАН. ТиСУ. 2018. № 2. С. 102–111.
3. Беляев М.Ю., Десинов Л.В., Караваев Д.Ю. и др. Особенности проведения и использования результатов съемок земной поверхности, выполняемой экипажами Российского сегмента МКС // Космическая техника и технологии. 2015. № 1. С. 17–30.
4. Сумароков А.В. О наведении камеры высокого разрешения, установленной на борту МКС, посредством двухосной поворотной платформы // Вестн. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 85–97.
5. Борисенко Н.Ю., Сумароков А.В. Об ускоренном построении орбитальной ориентации грузовых и транспортных кораблей серий “Союз МС” и “Прогресс МС” // Изв. РАН. ТиСУ. 2017. № 5. С. 131–141.
6. Борисенко Н.Ю., Борисенко Ю.Н., Платонов В.Н. и др. Анализ статистики ускоренного построения орбитальной системы координат транспортных пилотируемых и грузовых кораблей и методы повышения точности // Космическая техника и технологии. 2018. № 2. С. 58–65.
7. Сумароков А.В. Об управлении движением Многоцелевого лабораторного модуля с помощью реактивных двигателей на автономном участке полета // Навигация и управление движением. Матер. XIV конф. молодых ученых “Навигация и управление движением” // Под. общ. ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ОАО “Концерн “ЦНИИ “Электронприбор”, 2012. С. 157–164.
8. Гладышев А.Д., Сумароков А.В. Алгоритмы оценки параметров движения космического аппарата // Навигация и управление движением. Матер. XV конф. молодых ученых “Навигация и управление движением” // Под. общ. ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГНЦ РФ ОАО “Концерн “ЦНИИ “Электронприбор”, 2013. С. 202–209.
9. Бранец В.Н., Севастьянов Н.Н., Федулов Р.В. Лекции по теории систем ориентации, управления движением и навигации. Учебное пособие / Под общ. ред. Н.Н. Севастьянова. Томск: Томский государственный ун-т, 2013. 313 с.
10. Микрин Е.А., Тимаков С.Н., Зыков А.В. и др. Опыт и перспективы создания бортовых алгоритмов управления движением космических аппаратов // Вестн. РФФИ. 2017. № 3 (95). С. 23–45.
11. Квакернаак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. М.: Мир, 1977. 650 с.
12. Бранец В.И., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Наука, 1992. 280 с.
13. Банди Б. Основы линейного программирования. М.: Радио и связь, 1989. 176 с.